



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **99985** (13) **C2**  
(51) МПК (2012.01)  
**B64G 1/40** (2006.01)  
**B64G 1/00**

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД**

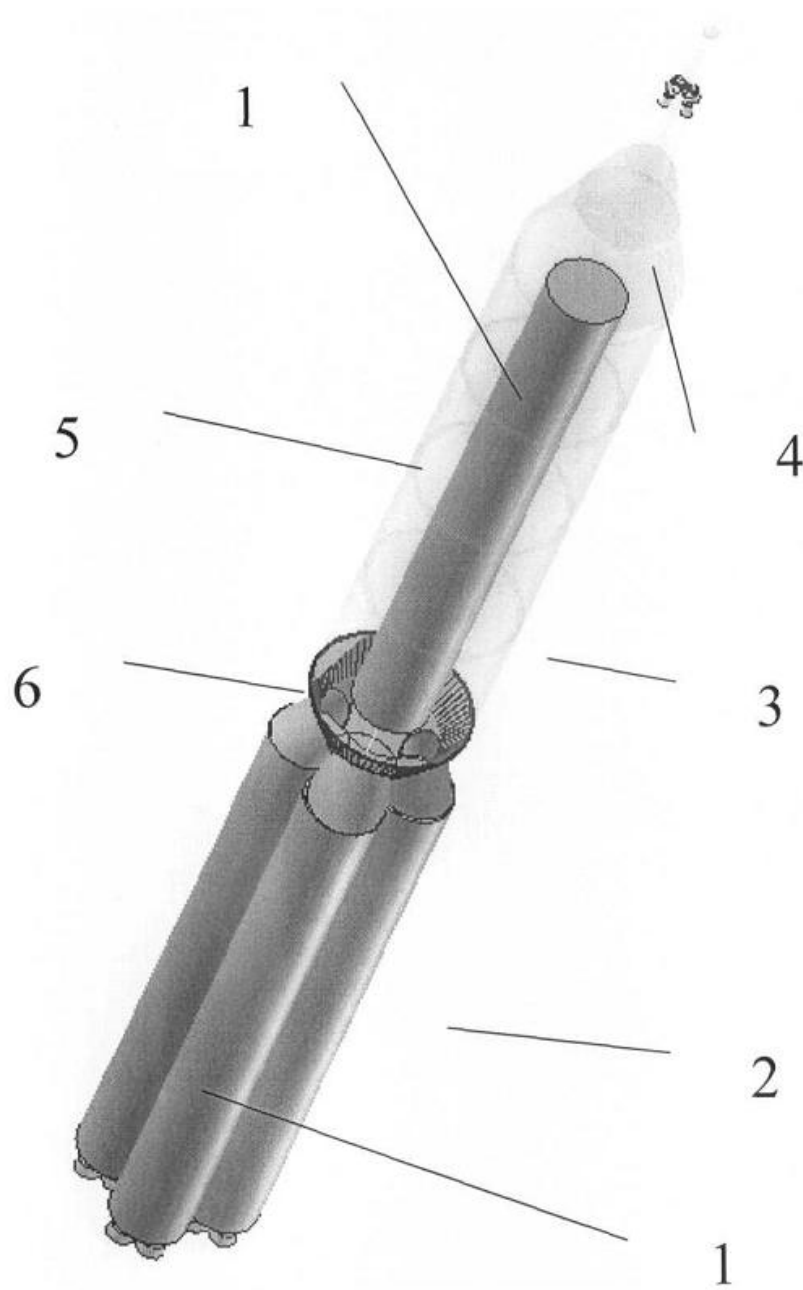
<b>(21)</b> Номер заявки: <b>а 2011 09648</b>	<b>(72)</b> Винахідник(и): <b>Ковальов Борис Олександрович (UA),</b> <b>Ковальов Павло Борисович (UA)</b>
<b>(22)</b> Дата подання заявки: <b>02.08.2011</b>	
<b>(24)</b> Дата, з якої є чинними права на винахід: <b>25.10.2012</b>	<b>(73)</b> Власник(и): <b>Ковальов Борис Олександрович,</b> вул. Чкалова, 28, кв. 5, м. Дніпропетровськ, 49000 (UA), <b>Ковальов Павло Борисович,</b> вул. Чкалова, 28, кв. 5, м. Дніпропетровськ, 49000 (UA)
<b>(41)</b> Публікація відомостей про заявку: <b>10.11.2011, Бюл.№ 21</b>	
<b>(46)</b> Публікація відомостей про видачу патенту: <b>25.10.2012, Бюл.№ 20</b>	<b>(56)</b> Перелік документів, взятих до уваги експертизою: US 5143328 A, 01.09.1992. US 4964340 A, 23.10.1990. US 7484692 B1, 03.02.2009. US 4834324 A, 30.05.1989. RU 2166463 C1, 10.05.2001. US 5141181 A, 25.08.1992. US 5217188 A, 08.06.1993.

**(54) КОСМІЧНИЙ КОВЧЕГ КОВАЛЬОВА**

**(57) Реферат:**

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до космічних носіїв суперважкого класу, а також до розміщення або пристосування рушійних установок ракет-носіїв, що використовуються для виведення корисних вантажів у космічний простір. В основу винаходу поставлена задача удосконалення конструкції космічного носія суперважкого класу таким чином, щоб зменшити кількість та вартість об'єктів розробки, що складають носій в цілому, за рахунок іншого взаємного розташування його елементів та конфігурації (форми) ступенів ракети-носія, а саме: ракету-носій виконано з ідентичних ракетних блоків, обтічник та відсік корисного вантажу охоплюють верхні ступені, а ракетні блоки аж до ракетного блока останнього ступеня доверху заповнено паливом. Запропоновані технічні рішення дають змогу виконати ракету-носій із ідентичних ракетних блоків, які опрацьовані роками реальної штатної експлуатації, компактно охопити обтічник та відсік корисного вантажу верхніми ступенями, а ракетні блоки доверху заповнити паливом та з максимальною ефективністю використати на розгін корисного вантажу.

UA 99985 C2



Фиг. 1

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до космічних носіїв суперважкого класу, а також до розміщення або пристосування рушійних установок ракет-носіїв, що застосовуються для виведення корисних вантажів у космічний простір.

Рівень техніки у цій галузі характеризується безперервним прагненням конструкторів до підвищення енергетичних можливостей ракет-носіїв та їхньої всебічної економічності. Сучасним викликом на цьому шляху стає створення надпотужних космічних носіїв задля широкого дослідження навколоземного космосу, досягнення астероїдів та планет.

Найбільш розповсюдженим і доступним способом досягнення цієї мети є нарощування стартової маси ракети-носія за рахунок застосування більшої кількості вже розроблених та відпрацьованих різноманітних видів та типів прискорювачів. Природно, що одним із економічно доцільних рішень на цьому шляху є формування носія із декількох цілком ідентичних блоків. Беззаперечно, цей шлях є гранично найбільш дешевим напрямом створення суперважких носіїв на рушійних установках великої тяги, при якому відпрацьовують відносно невеликі модулі, які не потребують освоєння нових технологій та створення унікально потужної виробничої та випробувальної бази. Не слід забувати й про безпеку виробничого та випробувального процесу, особливо якщо в прискорювачах застосовується тверде паливо.

Самими відомими прикладами цієї тенденції є сімейства ракет-носіїв Arian-1, -2, -3, -4, -5, Франція-Європа та Delta, -II, -III, -IV, Сполучені Штати Америки (див. [1], с. 29-47 та 229-244 відповідно). Така ж ідея покладена в основу винаходів за патентами США 5141181 [2] та 5143328 [3].

Інколи саме цей шлях є й найбільш ефективним, оскільки він не потребує створення все більш громіздких конструкцій та могутнього ряду рушійних установок, прискорювачів на рідких або твердих паливах, а витрати на це майже такі, як для створення конструкції самої ракети-носія. Головне, що такий підхід дає змогу суттєво економити дорогий час, не вдаючись до розробки та автономного відпрацювання компонентів кожного нового ступеня.

Такий же підхід до вирішення проблеми демонструють винаходи за патентами США 6036144 [4] та 6769651 [5]. У першому винаході уніфіковані елементи розташовані послідовно один за одним, утворюючи багатоступеневу конструкцію, що складається з сегментів, що є поперемінними, у яких розміщені баки з паливом і окислювачем та двигун. В другому - однакові маршові рушійні блоки симетрично розміщені вздовж та довкола такого ж центрального блока та приєднані до нього, причому центральний блок має тягу двигуна, суттєво (аж на 70 %) меншу від бокових.

З перспективних рішень слід відзначити ракету-носіє комбінованої схеми за патентом РФ 2166463 [6], у якому йдеться про носій, що містить нижній поліблоковий пакет ракетних блоків, що включає центральний ракетний блок з рідинною ракетною руховою установкою й послідовно розташованими паливними баками з верхніми й нижнім силовими кільцями й бічні ракетні блоки, тандемно закріплені на центральному ракетному блоці, при цьому перехідний відсік для кріплення розташованого вище ступеня ракети-носія, системі кріплення бічних ракетних блоків до центрального ракетного блока, а бічні ракетні блоки виконані ідентично центральному ракетному блоку.

Одне з часткових рішень підвищення енергетики носія наведене у патенті США 4489889 від 25.12.1984 р. [6]: звичайно компактний розсувний вихідний конус сопла другого або верхнього ступенів ракети, що має один або більше сегментів, включає три концентрично розташовані лінійні сегменти, кожний з яких є порожнім зрізаним конусом, більшим, ніж суміжний нагору за течією. Механізм переводу сегментів зі складеного в розгорнуте положення включає безліч пневматичних циліндрів, кожний з яких містить газогенератор і ряд клапанів, пов'язаних з кожним пневматичним циліндром, які приєднані до рухомих сегментів вихідного конуса.

Втім, найближчою до запропонованого по технічному рішення є конструкція за патентом США 5217188 [8], в якій представлений модульний носій, що складається з твердопаливних прискорювачів, зібраних до купи, причому носій потрібної енергетики пропонується набирати з прискорювачів відповідних розмірів. За цим патентом найбільший носій може мати більше як 20 двигунів, які у міру відпрацювання відділяються та падають на Землю або рушають у космічний простір. Таким чином, модульні твердопаливні засоби виведення за цим патентом включають: нижній ступінь з одного або більше великих модульних твердопаливних двигунів, що згруповані разом, й верхній ступінь з одного або більше малих модульних твердопаливних двигунів, що також згруповані разом та змонтовані на нижньому ступені, причому вага, питомий імпульс у вакуумі та час роботи обох ракетних двигунів націлені максимізувати енергетику кожного члена сімейства носіїв без будь-яких перевищень швидкісного потоку та рівня прискорювання, причому рівень прискорювання становить 6,0 g, а рівень швидкісного потоку при відділенні - 600 фунтів на квадратний дюйм. Кожний засіб виведення має проміжний ступінь з одного або

більше великих модульних твердопаливних двигунів, що згруповані разом та змонтовані між верхнім та нижнім ступенями. Кожний великий двигун ракети має заявлену вагу приблизно 110000 - 125000 фунтів, питомий імпульс у вакуумі приблизно 260-290 секунд й час роботи приблизно 58-90 секунд, а кожен з малих має заявлену вагу приблизно 17000-50000 фунтів, питомий імпульс у вакуумі приблизно 270-305 секунд й час роботи приблизно 60-130. Кожний носій має міжступеневий перехідний відсік, що єднає ступені та має фітинги для установлення двигунів й пристрої для відділення.

Патент встановлює захист на такі сполучення великих та малих двигунів: 3+3, (3+3)+(5+5), 7+7 та безліч начіпних прискорювачів та відповідних обтічників, причому обидві модульні ракети мають той же самий діаметр 83 до 120 дюймів.

Суттєвим недоліком таких технічних рішень із нарощуванням стартової маси космічного носія є лавиноподібне зниження надійності при зростанні кількості типорозмірів його складових частин.

Винахід, що запропонований, базується також на тому, що блочні конструкції мають здебільшого впорядковані геометричні форми із спільними дотичними і можуть бути поєднані у компактні структури. Це дозволяє поєднати окремі ракетні блоки й тим самим зменшити кількість об'єктів носія, що підлягають розробці та відпрацюванню, а також падають після відокремлення від носія.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення конструкції космічного носія суперважкого класу таким чином, щоб зменшити кількість та вартість об'єктів розробки, що складають носій в цілому, за рахунок іншого взаємного розташування його елементів та конфігурації (форми) ступенів ракети-носія, а саме: ракету-носіїв виконано з ідентичних ракетних блоків, обтічник та відсік корисного вантажу охоплює верхні ступені, а ракетні блоки аж до ракетного блока останнього ступеня доверху заповнено паливом.

Поставлена задача вирішується таким чином, що в запропонованому носії

- всі ракетні блоки ракети-носія виконано ідентичними,
- обтічник та відсік корисного вантажу виконано як оболонки тора довільної форми, що охоплює верхні ступені ракети-носія, спираючись на силову конструкцію першого ступеня,
- відсік корисного вантажу виконано із секцій, які спроможні після відділення корисного вантажу повертатися довільним чином у просторі, наприклад, у сферичних шарнірах, а довгі елементи конструкції, наприклад, панелі сонячних батарей або жорсткі антени, укладені по зовнішньому периметру відсіку корисного вантажу вздовж поздовжньої осі носія, а об'ємні елементи конструкції, наприклад, складені у транспортному положенні поверх ракетного блока як гармошка або сильфон,
- до двох ракетних блоків є ракетними блоками верхніх ступенів ракети-носія, причому такі ракетні блоки встановлено на першому ступені компактно на одному рівні висоти подалі від центра,
- кожний ракетний блок, крім ракетного блока останнього ступеня перед стартом повністю заповнено паливом із можливістю впорядкованої передачі його між ракетними блоками, наприклад, за правилом сполучених посудин за допомогою проміжного днища,
- кількість ракетних блоків у складі ракети-носія становить не менше п'яти та не більше семи одиниць,
- тривалість роботи ракетного блока є не меншою за 130 секунд,
- пакет ракетних блоків першого ступеня є нероз'ємним у польоті,
- один з блоків верхніх ступенів зміщено вздовж поздовжньої осі носія на величину рівня максимальної газової подушки ракетного блока,
- в триступеновому варіанті носія розташування ракетних блоків є паралельним на одній тій же рушійній установці третього ступеня, яку обладнано байпасними магістралями подачі палива до ракетного блока другого ступеня,
- ракетні блоки оснащено газодинамічними насадками у вигляді слабкоконічних обичайок, що охоплюють вихідне сопло та сходяться до центрального розсікача, який спрофільовано у вигляді сопла зовнішнього розширення, а зрізи сопел камер згоряння ущільнені за допомогою гнучких обтюраторів.

Клас суперважких космічних носіїв по схемі винаходу логічно розпочати, наприклад, із самого великого на сьогодні ракетного блока, що виготовляється серійно, - першого ступеня ракети-носія «Зеніт-2» (11C771) повною масою до 350 тонн та тягою до 7000 кН (див. [1], с. 512). З таких блоків без зайвих втрат енергетичної ефективності ракетного блока можна зібрати лише декілька повноцінних варіантів двоступеневих та триступеневих суперважких космічних носіїв з огляду на допустимий рівень перевантаження у польоті не більше п'яти-семи одиниць g.

З іншого боку, для носія досить важлива балістична ефективність, яка залежить від розподілу мас між ступенями та яка характеризується відносною кінцевою масою ( $\mu_k$ ) кожного ступеня. При цьому, відносна кінцева маса кожного ступеня має бути приблизно однаковою, тобто найменше ціле число ракетних блоків, що утворює балістично ефективний носій, є число

5 п'ять: чотири блоки першого ступеня та один блок другого ступеня. Дрібні рішення цієї задачі до уваги не беруться, оскільки головною умовою стає правило, що ракетні блоки мають бути однаковими.

Для пояснення запропонованої конструкції космічного носія суперважкого класу «Космічний ковчег Ковальова» додаються креслення та їх детальний опис.

10 На кресленнях зображено:

На фіг. 1 - загальний вигляд двоступеневого варіанта ракети-носія за схемою винаходу.

На фіг. 2 - Загальний вигляд відсіку корисного вантажу.

На фіг. 3 - Загальний вигляд відсіку корисного вантажу з розгорнутими вусами антен з одного борту ковчега.

15 На фіг. 4 - Загальний вигляд триступеневого варіанта ракети-носія за схемою винаходу.

На фіг. 5 - Загальний вигляд газодинамічного насадками.

На фіг. 1 надано загальний вигляд двоступеневого варіанта ракети-носія за схемою винаходу. Цей варіант загалом складається з п'яти однакових ракетних блоків 1: чотирьох ракетних блоків 1 першого ступеня 2 та одного ракетного блока 1 другого ступеня 3. Всі ракетні

20 блоки 1 ракети-носія виконано ідентичними, обтічник 4 та відсік корисного вантажу 5 виконано як оболонки тора довільної форми, що охоплює другий ступінь 3 ракети-носія, спираючись на силову конструкцію 6 першого ступеня 2. На фіг. 1 обтічник 4 та відсік корисного вантажу 5 наочно виконано умовно прозорими.

На фіг. 2 представлено варіант відсіку корисного вантажу 5, що його виконано із секцій 7, які спроможні після відділення корисного вантажу обертатися довільним чином у просторі, а довгасті елементи конструкції, наприклад, панелі сонячних батарей 8 укладені по зовнішньому периметру відсіку корисного вантажу вздовж поздовжньої осі носія, а об'ємні елементи конструкції 9 складені у транспортному положенні, наприклад, поверх ракетного блока 1 як гармошка. На фіг. 2 показано прозорий контур ракетного блока 1 перед відділенням корисного

25 вантажу із розкладеними об'ємними елементами конструкції 9.

На фіг. 3 показано розгорнуті вуса антен 10 з одного борту ковчега.

На фіг. 4 надано загальний вигляд триступеневого варіанта ракети-носія за схемою винаходу. Цей варіант загалом складається з семи однакових ракетних блоків 1: чотирьох ракетних блоків 1 першого ступеня 2, одного ракетного блока 1 другого ступеня 3 та одного ракетного блока 1 третього ступеня 11. На фіг. 4 обтічник 4 та відсік корисного вантажу 5 також наочно виконано умовно прозорими.

30

Для створення найбільш важкого триступеневого носія за схемою винаходу є бажаним, щоб блоки верхніх ступенів встановлювалися не на одному рівні, а були б зміщені вздовж подовжньої осі носія на величину рівня максимальної газової подушки ракетного блока, якщо це ракетний блок із рідинною рушійною установкою. Це дасть змогу залити ракетний блок останнього ступеня, так би мовити, під «зав'язку».

40

Для створення триступеневого варіанта носія за схемою винаходу з паралельним розташуванням блоків верхніх ступенів доцільно розгін блоків другого та третього ступенів проводити на одній і тій же рушійній установці третього ступеня, яку обладнано байпасними магістралями подачі палива. Така схема неабияк зможе підвищити енергетичні можливості носія.

45

Застування у схемі носія ідентичних ракетних блоків дещо суперечить цільовій ефективності блоків верхніх ступенів з огляду на умови їхньої роботи у розріджених шарах атмосфери. Задля усунення такого протиріччя доцільно застосування висотного соплового насадка.

50 На фіг. 5 показано конструктивне виконання саме такого специфічного соплового насадка. Насадок виконано у вигляді обичайок 11, що сходяться до центрального розсікача 12, а зрізи сопел камер згоряння 13 ущільнюються за допомогою обтюраторів 14. Запропонований насадок на сопло згоряння надає висотній камері рушійної установки бажаних властивостей, для чого мають виконуватися деякі умови, а саме: камери гойдаються синхронно, амплітуда гойдання камер є незначною і вони зведені до купи, а вихід за межі ракетного блока не є суттєвим, бо зазвичай компенсується надлишковими поперечними габаритами перехідного відсіку першого ступеня.

55

Запропоновані технічні рішення дають змогу виконати суперважку ракету-носій із ідентичних ракетних блоків, які опрацьовані у реальній штатній експлуатації, компактно охопити обтічник та

відсік корисного вантажу верхніми ступенями, а ракетні блоки доверху заповнити паливом та з максимальною ефективністю використати на розгін корисного вантажу.

Джерела інформації:

1. International Reference Guide to Space Launch Systems, Second edition, 1991, ISBN 1-56347-129-9.

2. Патент США 5141181 від 25.08.1992 р., МПК В64G1/40.

3. Патент США 5143328 від 01.09.1992 р., МПК В64G1/00, В64G1/40.

4. Патент США 6036144 від 14.03.2000 р., МПК В64G1/00, F42B15/10.

5. Патент США 6769651 від 03.08.2004 р., МПК В64G1/40.

6. Патент РФ 2166463 від 27.10.1996 р., МПК В64G1/00.

7. Патент США 4489889 від 25.12.1984 р., МПК В64D33/04.

8. Патент США 5217188 від 08.06.1993 р., МПК В64G1/40.

#### ФОРМУЛА ВІНАХОДУ

1. Космічний ковчег, надпотужна ракета-носіє суперважкого класу з переважно тандемним розташуванням ступенів, що містить ракетні модулі (прискорювачі) або ракетні блоки, або пакети ракетних блоків, встановлені на ракетні блоки, або пакети ракетних блоків попереднього ступеня, обтічник на верхньому ступені та відсік корисного вантажу, перехідні та інші відсіки для кріплення ракетних блоків або пакетів ракетних блоків, системи кріплення та відділення ракетних модулів (прискорювачів) або ступенів або ракетних блоків, або пакетів ракетних блоків та корисного вантажу, який **відрізняється** тим, що всі ракетні блоки ракети-носія виконані ідентичними, кількість ракетних блоків у складі ракети-носія становить не менше п'яти одиниць, а тривалість роботи ракетного блока є не меншою за 130 секунд, причому пакет ракетних блоків першого ступеня є нероз'ємним у польоті.

2. Космічний ковчег за п. 1, який **відрізняється** тим, що обтічник та відсік корисного вантажу виконані у вигляді оболонки тора довільної форми, що охоплює верхні ступені ракети-носія, спираючись на силову конструкцію першого ступеня, причому відсік корисного вантажу виконаний із секцій, які спроможні після відділення корисного вантажу від носія обертатися довільним чином у просторі, наприклад, у сферичних шарнірах, а довгасті елементи конструкції, наприклад, панелі сонячних батарей або жорсткі антени, укладені по зовнішньому периметру відсіку корисного вантажу вздовж поздовжньої осі носія, а об'ємні елементи конструкції складені у транспортному положенні, наприклад, поверх ракетного блока як гармошка.

3. Космічний ковчег за пп. 1, 2, який **відрізняється** тим, що кількість ракетних блоків в його складі становить до семи одиниць, з яких два є ракетними блоками верхніх ступенів ракети-носія, причому обидва ці ракетні блоки встановлені на першому ступені компактно на одному рівні висоти подалі від центра.

4. Космічний ковчег за пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що ракетні блоки перед стартом повністю заповнені паливом із можливістю впорядкованої передачі його між ракетними блоками, наприклад, за правилом сполучених посудин за допомогою проміжного днища.

5. Космічний ковчег за пп. 1-4, який **відрізняється** тим, що один з блоків верхніх ступенів зміщений вздовж поздовжньої осі носія на величину рівня максимальної газової подушки ракетного блока.

6. Космічний ковчег за пп. 1-5, який **відрізняється** тим, що в триступеновому варіанті носія розташування ракетних блоків є паралельним на одній і тій же рушійній установці третього ступеня, яку обладнано байпасними магістралями подачі палива до ракетного блока другого ступеня.

7. Космічний ковчег за пп. 1-6, який **відрізняється** тим, що ракетні блоки оснащені газодинамічними насадками у вигляді слабкоконічних обичайок, що охоплюють вихідні сопла та сходяться до центрального розсікача, який профільовано у вигляді сопла зовнішнього розширення, а зрізи сопел камер згоряння ущільнені за допомогою гнучких обтюраторів.

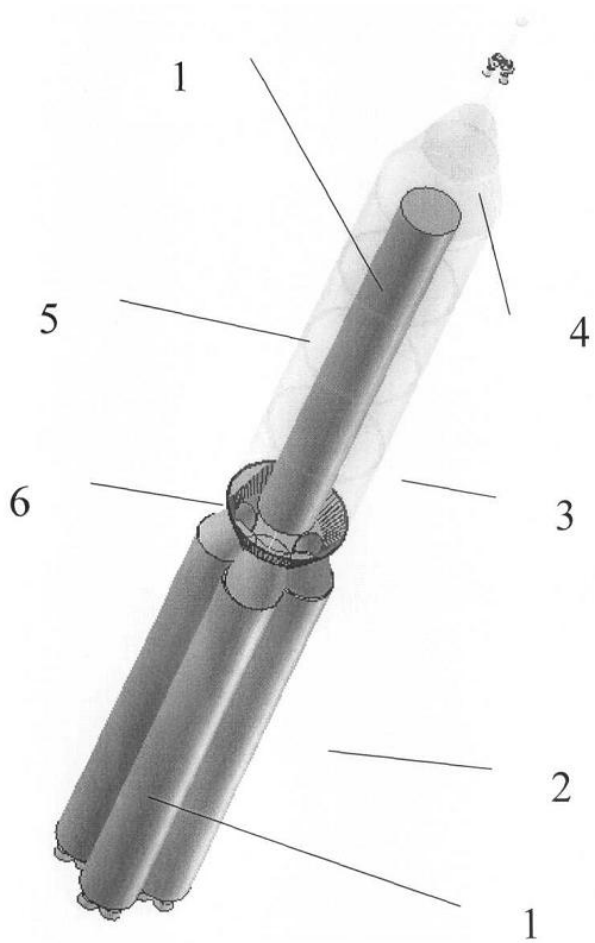


Fig. 1

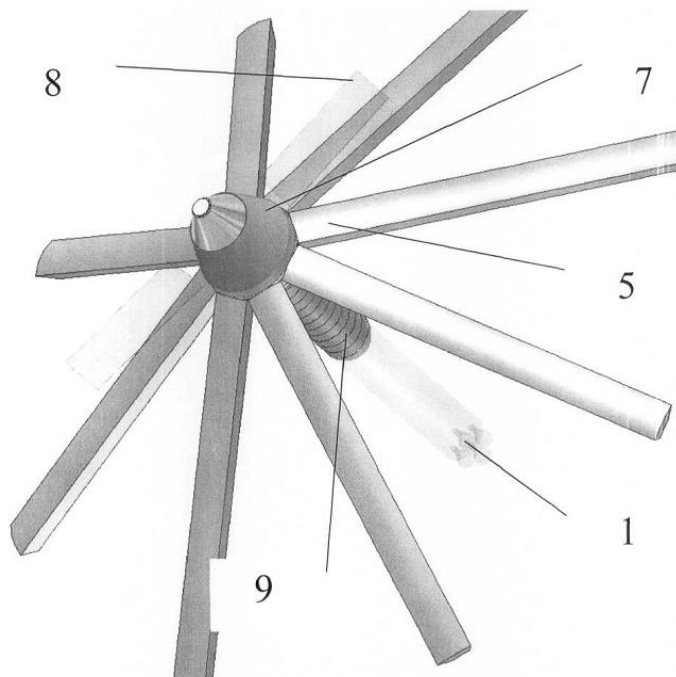


Fig. 2

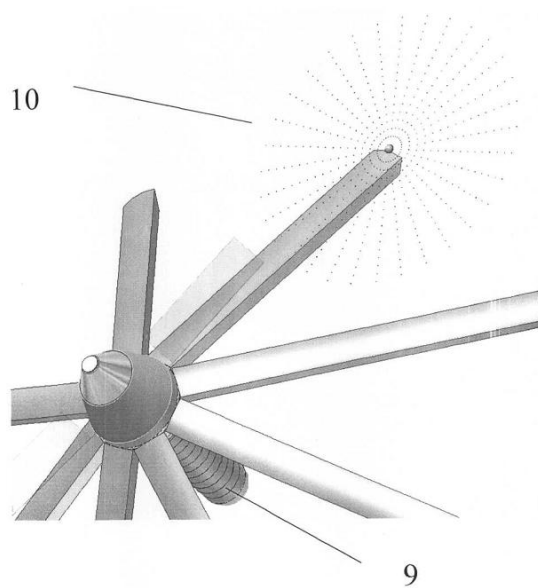


Fig. 3

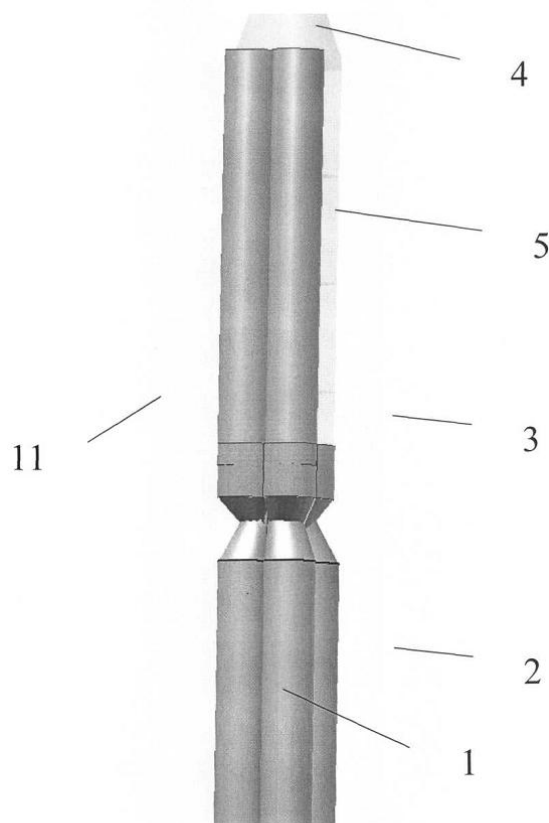
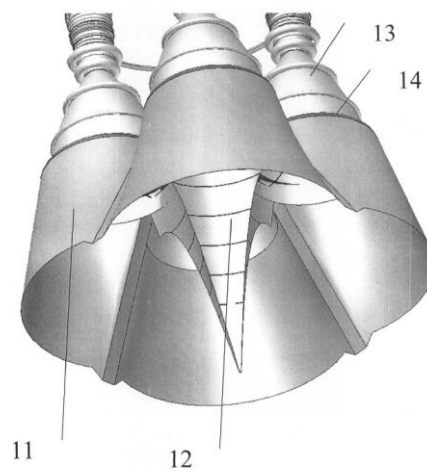


Fig. 4





Фиг. 5

---

Комп'ютерна верстка І. Скворцова

---

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

---

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601